

环境适应性设计与分析

单轴拉伸条件下先进增强结构力学性能研究

刘元海, 赵连红, 张红飞, 李孟思, 金涛, 王浩伟

(中国特种飞行器研究所 结构腐蚀防护与控制航空科技重点实验室, 湖北 荆门 448035)

摘要: **目的** 研究单轴拉伸条件下先进增强结构的力学性能。**方法** 开展先进增强结构以 0.02 mm/s 匀速加载至 20 000 N 的静力拉伸实验, 采用应变检测方法获取先进增强结构复合材料结构和金属基体结构的应力应变分布特点, 研究先进增强结构对金属基体应力水平的降低程度。**结果** 在确保先进增强结构完好的情况下, 先进增强结构能大幅度降低金属基体结构的应力水平, 降低程度约为 85%。**结论** 按照飞机高应力区结构特点和载荷分布特点, 合理布置先进增强结构, 能增加局部区域的传递路径, 减小局部区域的应力水平, 提高该区域的疲劳和损伤容限性能。

关键词: 先进增强结构; 单轴拉伸作用; 应力水平; 损伤容限性能

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.12.001

中图分类号: TB333

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2020)12-0001-06

Mechanical Properties of Advanced Reinforced Structures under Uniaxial Tension

LIU Yuan-hai, ZHAO Lian-hong, ZHANG Hong-fei, LI Meng-si, JIN Tao, WANG Hao-wei

(Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Structural Corrosion Protection and Control,
China Special Vehicle Research Institute, Jingmen 448035, China)

ABSTRACT: The work aims to study mechanical properties of advanced reinforced structures under uniaxial tension. A static tensile test was conducted on an advanced reinforcement structure loaded at a constant speed of 0.02 mm/s to 20 000 N. The strain detection method was applied to obtain the stress and strain distribution characteristics of advanced reinforced composite structure and metal matrix and investigate the extent to which advanced reinforcement structures reduce the stress level of metal substrates. Research showed that the advanced reinforcement structure can greatly reduce the stress level of the metal matrix structure, and the reduction degree was about 85% when the advanced reinforcement structure was intact. According to the structural characteristics and load distribution characteristics of the aircraft high stress zone, the rational arrangement of advanced reinforcement structures can increase the transmission path in the local area, reduce the stress level in the local area and improve the fatigue and damage tolerance performance of the area.

KEY WORDS: advanced reinforced structure; uniaxial tensile action; stress level; damage tolerance performance

收稿日期: 2020-03-29; 修订日期: 2020-04-30

Received: 2020-03-29; **Revised:** 2020-04-30

作者简介: 刘元海 (1981—), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为飞机结构腐蚀防护与控制。

Biography: LIU Yuan-hai (1981—), Male, Master, Senior engineer, Research focus: corrosion protection and control of aircraft structure.

通讯作者: 赵连红 (1988—), 男, 硕士, 工程师, 主要研究方向为腐蚀环境航空航天材料的损伤行为。

Corresponding author: ZHAO Lian-hong (1988—), Male, Master, Engineer, Research focus: damage behavior of aerospace materials in corrosive environment.

目前通过减少结构分段、零件和连接件数量是大幅度减轻结构质量的重要途径,结构减重是航空装备更新、性能不断完善的重要保障。为了保证飞机的飞行安全,并延长飞机的使用寿命、检修周期,降低制造成本,在结构设计中采用新的设计方法、新的材料、新的连接方法来实现,先进增强结构是一种新型的结构形式^[1-2]。在飞机金属高应力区域的结构上胶接连接带有增强功能的纤维条带,增加局部区域的传递路径,减小局部区域的应力水平,提高该区域的疲劳和损伤容限性能^[3-11]。以碳纤维、硼纤维、玻璃纤维为代表的复合材料,具有更高的强度和更小的密度,应用于先进增强结构可有效减轻飞机结构的质量。在连接方面,胶接技术已取得长足的发展,胶接、机械连接和焊接已经并列成为现代飞机制造的三大连接技术,胶接技术已是先进增强结构的重要连接形式。先进增强技术是在损伤容限设计上发展起来的一种新型的结构增强技术。在设计时考虑到材料内部可能存在的缺陷及构件的受力特点,在某些可能存在应力集中的局部区域进行局部增强,以降低构件在服役过程中裂纹产生及扩展的速率,延长飞机检修间隔及寿命^[12-13],提高安全性及经济性。目前国内对于先进增强结构(复合材料-金属结构)在飞机上应用报告比较少见,先进增强结构(复合材料-金属结构)结构性能研究也较少^[14]。因此,文中开展了先进增强结构的拉伸力学试验,研究在单轴拉伸作用下先进增强结构中铝合金材料和复合材料的应力分布特点,验

证先进增强结构能有效减小局部区域的应力水平,提高该区域的疲劳和损伤容限性能,加快先进增强结构的工程化应用有重要意义。

1 试验

1.1 试验件

试样材料为 2A12-T4 铝合金材料,其化学成分见表 1。试样形式采用哑铃状形状,试验件尺寸大小如图 1 所示。铝合金板厚 3 mm,试验件结构如图 2 所示。先进增强结构的复合材料为 T300,通过 J150 胶粘剂胶接在铝合金板上,厚度为 1.428 mm,试验件平行试样数量为 5 件。

1.2 单轴拉伸静力试验

参考 HB 5143—1996《金属室温拉伸试验方法》的试验要求,在开展试验之前,对试验件进行初始检测,确保开展试验的试验件无损伤和缺陷。在先进增强结构上布置应变片,检测试验件在单轴拉伸作用下的应变变化,应变片布置的位置如图 3 所示。在开展试验过程中,分别对 5 件试验件进行编号,试验件对称夹在拉力机上、下夹持器上,确保夹持的试验件受轴向拉力的作用,控制加载速度。按照 0.02 mm/s 的速度匀速加载至 20 000 N(线弹性范围内的载荷),保持 10~12 s 后,缓慢卸载,实时记录试验过程中的载荷与应变大小数据。

表 1 试验材料的化学成分

Tab.1 Chemical composition of experiment materials

Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Ni	Zn	Ti	Fe+Ni	Al
≤0.50	0.0~0.50	3.8~4.9	0.30~0.9	1.1~1.8	≤0.10	≤0.30	≤0.15	0.0~0.50	余量

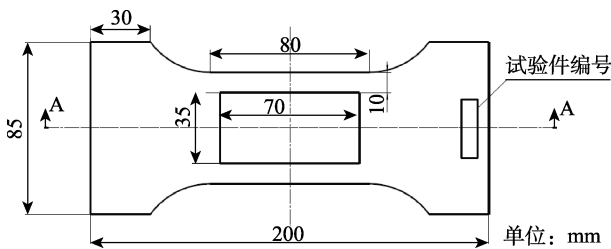


图 1 先进增强结构试验件尺寸

Fig.1 Dimensional drawing of advanced reinforced structure test piece



先进增强结构主要包括:金属基体结构、胶接结构、复合材料结构

图 2 先进增强结构试验件结构

Fig.2 Structural drawing of advanced reinforced structure test piece

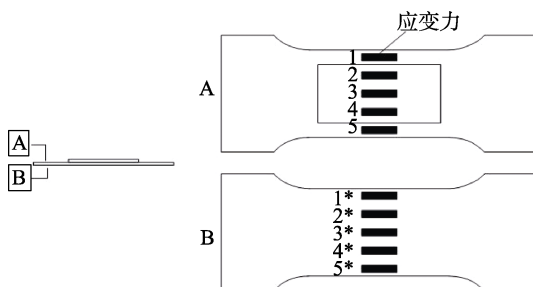
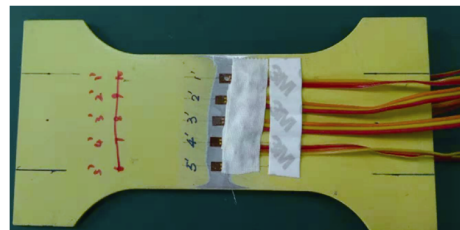


图 3 试验件应变片布置

Fig.3 Schematic diagram of test piece strain gauge arrangement



2 结果与分析

2.1 数据分析

根据 HB 5143—1996《金属室温拉伸试验方法》，复合材料的应变测试点 3 个部位，金属基体的应变测

试点有 7 个部位，在应变检测过程中在 5000、7500、10 000、12 500、15 000、17 500、20 000 N 等 7 个载荷点进行应变检测，加载到 20 000 N 时对试验件进行无损检测，试验件无破坏。先进增强结构复合材料应变测试结果见表 2，金属基材应变测试结果见表 3。

表 2 先进增强结构复合材料应变测试结果
Tab.2 Strain test results of advanced reinforced structural composites

试验件类型		PB-F1 试验件					
载荷大小/N		4972.5	7505	10 000.2	12 489.6	14 976.9	17 485.3
应变片测试点 2		12.7	108.8	213.8	325.8	442.5	566.7
应变片测试点 3		6.1	97.6	199.2	312.8	431.7	557.4
应变片测试点 4		8.2	98.5	215.6	325.4	445.6	568.2
应变片测试点 4							696.1
试验件类型		PB-F2 试验件					
载荷大小/N	/	7527.1	10 019.7	12 513.6	15 001.3	17 477.7	20 018.8
应变片测试点 2	/	83.2	182.3	284.8	389.5	500.7	619.7
应变片测试点 3	/	52	140.2	237.7	338.8	445.8	559
应变片测试点 4	/	60.7	151.1	256.2	364.9	478.4	597.3
试验件类型		PB-F3 试验件					
载荷大小/N	5000.9	7512.6	10 004	12 502	14 980.8	17 521.8	20 013.4
应变片测试点 2	164.6	258.2	360.2	468.9	584.1	710.1	838.7
应变片测试点 3	166.6	256.8	356.1	462.5	573.6	696.4	823.4
应变片测试点 4	132.3	224.9	326.4	433.6	544	667.1	794.9
试验件类型		PB-F4 试验件					
载荷大小/N	4987.1	7479.1	10 023.3	12 503.7	14 999.8	17 481.9	19 974.4
应变片测试点 2	128	227.9	334.8	449.8	572.2	697.1	824.9
应变片测试点 3	141.2	254.1	378	508.5	647.2	787.9	935.2
应变片测试点 4	200.2	319	450.9	585.7	728.8	874.8	848.8
试验件类型		PB-F5 试验件					
载荷大小/N	5004.3	7497.3	9979.1	12 516.9	15 015.2	17 499.8	19 890.2
应变片测试点 2	106	207.6	317.8	442.1	569.6	704.7	835
应变片测试点 3	113.1	214.8	324.1	444.8	568.1	699.5	827.5
应变片测试点 4	108.9	211.5	320.7	445.6	569.1	701.5	832.9

表 3 先进增强结构铝合金基体材料应变测试结果
Tab.3 Strain test results of advanced reinforced aluminum alloy substrate materials

试验件类型		PB-F1 试验件-铝合金材料					
载荷大小/N		4972.5	7505	10 000.2	12 489.6	14 976.9	17 485.3
应变片测试点 1		158	298.2	442.2	583.3	724.4	871.7
应变片测试点 5		176.4	305.1	440.3	591.4	745.9	903.3
应变片测试点 1*		487.8	685.8	874.3	1054.1	1228.6	1402.3
应变片测试点 2*		470.9	661.8	844.6	1021.8	1194.1	1365.1
应变片测试点 3*		486.3	672.0	850.7	1026.9	1198.1	1367.7
应变片测试点 4*		506.7	690.9	868.6	1047.8	1223.2	1396.0
应变片测试点 5*		505.5	692.0	872.2	1057.2	1238.9	1417.7
应变片测试点 5*							1590.4

续表

试验件类型		PB-F2 试验件-铝合金材料					
载荷大小/N	/	7527.1	10019.7	12513.6	15001.3	17477.7	20018.8
应变片测试点 1	/	267.8	399.4	525.6	650.7	781.3	919
应变片测试点 5	/	225.2	338.5	468.4	599.5	733.1	869
应变片测试点 1*	/	784.6	994.4	1191.2	1380.1	1569.7	1763.0
应变片测试点 2*	/	742.1	940.5	1131.0	1313.9	1496.7	1681.2
应变片测试点 3*	/	714.6	904.4	1091.9	1272.3	1451.4	1630.8
应变片测试点 4*	/	692.7	877.1	1065.7	1247.8	1428.0	1607.0
应变片测试点 5*	/	664.5	835.3	1017.1	1192.1	1365.9	1536.4
试验件类型		PB-F3 试验件-铝合金材料					
载荷大小/N	5000.9	7512.6	10 004	12 502	14 980.8	17 521.8	20 013.4
应变片测试点 1	265	397.5	534.4	679.1	826.6	981.7	1136.8
应变片测试点 5	239.8	368	500.7	635.3	768.5	913.2	1060.6
应变片测试点 1*	399.5	597.0	787.0	981.5	1170.9	1362.2	1545.0
应变片测试点 2*	407.5	602.0	788.3	976.5	1157.3	1340.9	1516.9
应变片测试点 3*	399.6	591.4	775.1	959.3	1137.1	1317.8	1491.5
应变片测试点 4*	379.3	567.4	748.4	929.0	1101.7	1277.4	1445.7
应变片测试点 5*	401.4	597.8	787.3	975.5	1154.6	1338.0	1514.2
试验件类型		PB-F4 试验件-铝合金材料					
载荷大小/N	4987.1	7479.1	10 023.3	12 503.7	14 999.8	17 481.9	19 974.4
应变片测试点 1	202.2	315.9	429.6	552.2	679.7	804.1	929.9
应变片测试点 5	257.3	410.7	576.1	739.5	908.8	1079.6	1256.8
应变片测试点 1*	401.6	578.1	747.8	917.2	1087.0	1249.0	1407.9
应变片测试点 2*	406.3	582.0	752.4	921.4	1090.1	1251.3	1409.6
应变片测试点 3*	398.9	578.3	755.2	929.1	1101.9	1268.6	1433.0
应变片测试点 4*	405.2	594.7	783.1	966.2	1148.2	1323.8	1498.6
应变片测试点 5*	461.4	657.5	854.4	1043.5	1232.1	1415.8	1599.2
试验件类型		PB-F5 试验件-铝合金材料					
载荷大小/N	5004.3	7497.3	9979.1	12 516.9	15 015.2	17 499.8	19 890.2
应变片测试点 1	188.1	300.3	418.9	554.1	689	828.3	960.2
应变片测试点 5	274.1	429.8	584	736.2	887.3	1045.7	1198.5
应变片测试点 1*	403.6	580.5	753.3	935.3	1109.3	1281.7	1439.4
应变片测试点 2*	411.6	592.9	768.7	949.3	1121.7	1292.8	1449.5
应变片测试点 3*	405.0	591.5	771.4	952.5	1125.0	1296.7	1454.8
应变片测试点 4*	442.6	639.8	828.9	1016.0	1194.2	1371.9	1536.2
应变片测试点 5*	547.1	761.5	968.8	1159.8	1341.8	1511.8	1629.0

2.2 试验数据分析

开展先进增强结构单轴拉伸试验,先进增强结构以 0.02 mm/s 的速度匀速加载至 20 000 N,分别测试了复合材料和金属基体的应变大小。文中用应变大小求取复合材料和铝合金基体应力水平时,假设复合材料和铝合金在各自截面内的应变大小一致。通过对先进增强结构的应变数据的分析和计算,得到复合材料和金属基体结构在 5000、7500、10 000、12 500、15 000、17 500、20 000 N 的应力分布大小。通过查金属材料力学性能手册,2A12-T4 的弹性模量 $E_{\text{铝}}$ 为 68 GPa,复合材料的弹性模量 $E_{\text{复材}}$ 为 136.2 GPa,先进增强结构的复合材料 2#、3#、4#的应力值见表 4,

表 4 先进增强结构的复合材料应力分布
Tab.4 Stress distribution value of composite materials with advanced reinforced structure MPa

载荷/N	2#应变点	3#应变点	4#应变点	铝合金试验件
5000	11.5	11.9	12.6	30.3
7500	19.8	19.6	20.4	45.5
10 000	31.5	31.2	32.7	60.6
12 500	44.0	43.9	45.7	75.8
15 000	57.1	57.2	59.2	90.9
17 500	71.0	71.2	73.5	106.1
20 000	85.2	85.6	84.2	121.2

先进增强结构的铝合金基材选取 2#、3#、4#，其应力值见表 5。为对比先进增强结构降低结构基材应力水平作用，通过试验测试铝合金试验件 JHJ1 的应力随载荷变化情况，如图 4 所示。

表 5 先进增强结构的铝合金基材应力分布
Tab.5 Stress distribution value of aluminum alloy substrate with advanced reinforced structure MPa

载荷/N	2#应变点	3#应变点	4#应变点	铝合金试验件
5000	11.5	11.9	12.6	30.3
7500	19.8	19.6	20.4	45.5
10 000	31.5	31.2	32.7	60.6
12 500	44.0	43.9	45.7	75.8
15 000	57.1	57.2	59.2	90.9
17 500	71.0	71.2	73.5	106.1
20 000	85.2	85.6	84.2	121.2

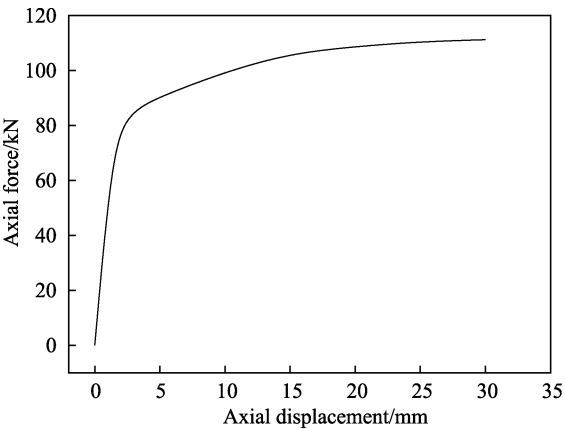


图 4 铝合金试验件单轴拉伸试验

通过对先进增强结构开展单轴拉伸试验，采用应变片采集试验件复合材料和铝合金的应变大小。可以看出，随着载荷大小的不断增加，铝合金基体结构的应变随着增加，复合材料的应变也随着增加。通过表 4 和表 5 的应力大小分布可知，先进增强结构复合材料三个检测点的应力水平和铝合金基材三个测试点的应力水平各自重合度较好。在 0~20 000 N 的范围内，随着载荷的增加，复合材料和铝合金基材的应力水平都基本呈线性增加，复合材料的应力增加幅度相比铝合金基材大。在 5000、7500、10 000、12 500、15 000、17 500、20 000 N 的载荷上，复合材料的应力与铝合金应力比值分别是 0.413、0.462、0.572、0.656、0.724、0.783、0.823，在 20 000 N 范围内两者的比值逐渐增大；先进增强结构试验件铝合金的应力与 JHJ1 件铝合金应力比值分别为：0.957、0.949、0.917、0.897、0.879、0.865、0.852，两者的比值逐渐减少，如图 5 所示。这说明先进增强结构中复合材料分担的应力逐渐增大，对于先进增强结构基体材料

的应力水平降低程度会越来越显著。随着轴向载荷的不断增加，载荷大于 20 000 N 时，如果强度大于先进增强结构胶接剪切强度，先进增强结构胶接结构内部会逐渐出现损伤破坏，导致复合材料不能承担部位载荷，致使先进增强结构破坏，文中没有涉及到，后期将继续开展这方面的研究，完善先进增强结构在破坏失效之前的复合材料和铝合金材料的载荷分布特点。

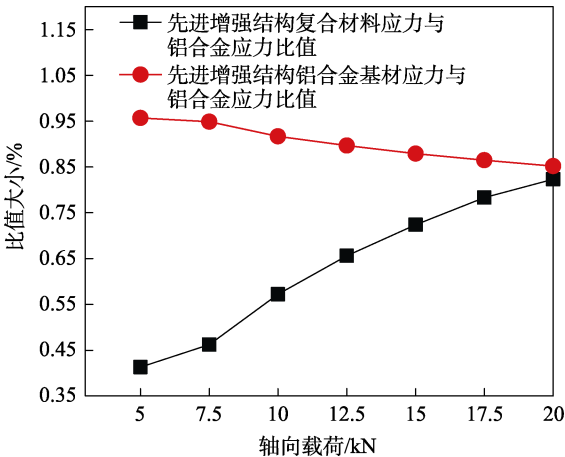


图 5 先进增强结构应力水平比值变化
Fig.5 Change graph of stress level ratio of advanced reinforced structure

通过以上分析，先进增强结构在受到轴向载荷作用下，复合材料能够有效分担铝合金的部分载荷。在 20 000 N 载荷范围内，先进增强结构形式能有效降低铝合金基材的应力水平，最大应力水平能降低至 85.2%，有效证明了先进增强结构能降低飞机基材结构应力水平。

3 结论

- 1) 先进增强结构在 0~20 000 N 范围内，随着载荷的不断增加，复合材料和铝合金基材的应力水平呈线性增加趋势。
- 2) 在 0~20 000 N 范围内，复合材料应力水平与铝合金基材应力水平比值逐渐增加，先进增强结构铝合金基材应力水平与 JHJ1 试件应力水平比值逐渐减少。
- 3) 在 0~20 000 N 范围内，先进增强结构形式能有效降低结构金属基材的应力水平，提高该区域的疲劳和损伤容限性能。

参考文献：

[1] CHRISTOPHER H A, GARY L F, MICHAEL W H. Fracture Response Enhancement of Aluminum Using In-situ Selective Reinforcement[J]. AIAA Journal, 2006, 43(7): 1-23.

- [2] HEINIMANN M B, BUCCI R J, KULAK M, et al. Improving Damage Tolerance of Aircraft Structures Through the Use of Selective Reinforcement[C]// Proceedings of the 23rd Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue. DGLR, Munich, Germany, 2005.
- [3] ZHANG X, FIGUEROA-GORDON D, BOSCOLO M, et al. Improving Fail-Safety of Aircraft Integral Structures through the Use of Bonded Crack Retarders[C]// 24th Symposium of International Committee of Aeronautical Fatigue. ICAF, 2007.
- [4] FARLEY G L, NEWMAN J A, JAMES M A. Selective Reinforcement to Improve Fracture Toughness and Fatigue Crack Growth Resistance in Metallic Structures[C]// 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. Palm Springs, California, 2004.
- [5] 赵连红, 金涛, 张红飞, 等. 先进增强结构在航空装备应用的腐蚀防护进展研究[J]. 装备环境工程, 2019, 16(12): 73-79.
- ZHAO Lian-hong, JIN Tao, ZHANG Hong-fei, et al. Research on Progress of Corrosion Protection of Advanced Reinforced Structures in Aviation Equipment Applications[J]. Equipment Environmental Engineering, 2019, 16(12): 73-79.
- [6] ROSE L R F. A Cracked Plate Repaired by Bonded Reinforcements[J]. International Journal of Fracture, 1982, 18(2): 135-144.
- [7] NABOULSI S, MALL S. Modelling of a Cracked Metallic Structure with Bonded Composite Patch Using the Three Layer Technique[J]. Composite Structures, 1996, 35(3): 295-308.
- [8] 穆志韬, 郝建滨, 高雪霞, 等. 含中心裂纹铝合金厚板复合材料补片胶接结构应力强度因子有限元分析[J]. 玻璃钢/复合材料, 2015(7): 50-53.
- MU Zhi-tao, HAO Jian-bin, GAO Xue-xia, et al. Finite Element Analysis of Stress Intensity Factors for Centrally Cracked Aluminum Alloy Thick Plate Composite Material Patch Bonding Structure[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2015(7): 50-53.
- [9] FARLEY G L, NEWMAN J A, JAMES M A. Selective Reinforcement to Improve Fracture Toughness and Fatigue Crack Growth Resistance in Metallic Structures[C]// 45th AIAA Conference. Palm Springs, CA, 2004.
- [10] BAKER A A, ROSE L R F, JONES R. Advances in Bonded Composite Repair of Metallic Aircraft Structure[M]. New York: Elsevier Applied Science, 2002.
- [11] BAKER A A. Bonded Composite Repair of Fatigue-cracked Primary Aircraft Structures[J]. Composite Structure, 1999, 47: 431.
- [12] BAKER A A, JONES R. Bonded Repair of Aircraft Structures[M]. Netherlands: Martinus Nijhoff, 1988.
- [13] SCHMIDT H J, SCHMIDT-BRANDECKER B. Damage Tolerance Design and Analysis of Current and Future Aircraft Structure[C]// AIAA International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Years. Dayton, Ohio, 2003.
- [14] 苏维国, 穆志韬, 李旭东. 金属损伤复合材料胶接修补结构力学试验研究[J]. 应用力学学报, 2014, 31(5): 691-696.
- SU Wei-guo, MU Zhi-tao, LI Xu-dong. Experimental Study on Mechanical Properties of Metal-damaged Composite Bonded Structures[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2014, 31(5): 691-696.
- [15] 沈培良. 选择性加强结构在飞机结构设计中的应用[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(21): 5404-5407.
- SHEN Pei-liang. Application of Selective Reinforcement Structure in Designing Aircraft Structure[J]. Science Technology and Engineering, 2012, 12(21): 5404-5407.